

行政院國家科學委員會補助專題研究計畫 ☒ 成果報告
☐ 期中進度報告

低成本氣象衛星及其星系之關鍵技術研究—總計畫 (2/2)

計畫類別：☐ 個別型計畫 ☒ 整合型計畫

計畫編號：NSC 93-2212-E-032-002-

執行期間：93 年 8 月 1 日至 94 年 7 月 31 日

計畫主持人：洪祖昌

共同主持人：陳裕愷

計畫參與人員：林宗憲

成果報告類型(依經費核定清單規定繳交)：☐ 精簡報告 ☒ 完整報告

本成果報告包括以下應繳交之附件：

- ☐ 赴國外出差或研習心得報告一份
- ☐ 赴大陸地區出差或研習心得報告一份
- ☐ 出席國際學術會議心得報告及發表之論文各一份
- ☐ 國際合作研究計畫國外研究報告書一份

處理方式：除產學合作研究計畫、提升產業技術及人才培育研究計畫、列管計畫及下列情形者外，得立即公開查詢

執行單位：淡江大學機械與機電工程學系

中 華 民 國 94 年 10 月 31 日

中文摘要：

TUUSAT-1 是一個由台灣幾個大學學者所組成的微衛星研究團隊，主要的目的是希望在大學裡建立衛星科技的基礎，並吸引及訓練相關的人才投入太空科技研究的行列。本文將介紹微衛星 TUUSAT-1 計畫研究成果與目前的工作進度，首先將敘述 TUUSAT-1 的計畫架構、任務目的與需求，接著依照任務的規劃，依衛星平台、酬載與地面系統部份等，介紹各次系統成果與進度。TUUSAT-1 衛星雖然還未完成所有的進度，但已獲得許多具體的成果，未來除了將繼續完成後續的工作項目外，也將積極開發衛星次系統軟體與元件。

關鍵字：微衛星、太空任務設計、衛星系統設計

英文摘要：

TUUSAT-1 is a microsatellite research program and the team members are the scholars coming from several universities in Taiwan. The main purposes of TUUSAT-1 mission are to construct the research basis of satellite technology in universities and to attract the young people engaging in the space science research. The achieved works and research results of the scheduled TUUSAT-1 progress are described in this report. The mission architecture, mission objectives and requirements of TUUSAT-1 are also presented, as well as the achieved results of the bus-system, payload and ground segments. Although the rate of the TUUSAT-1 mission progress is not completed yet, there are some concreted results achieved in the present works. The future works will continue to accomplish the unachieved percentage of TUUSAT-1 mission progress, as well as developing the units and application software of the satellite subsystems.

一. 報告內容

1. 前言

TUUSAT-1 的全名為 Taiwan Universities-United Satellite NO.1，由一群來自台灣各大學學者所組成的微衛星研究團隊，計畫主要參與人員請見表 1。TUUSAT-1 計畫經費的來源為國科會航太學門，主要的目標除了以教育為主外，並包含以下幾點：

1. 建造安全可靠的低成本衛星平台，以滿足教育及科學試驗目的。
2. 在國內大學裡建立起微衛星的發展經驗，教育及訓練研究所與大學程度的學生有關太空科技的知識及能力，如衛星通訊、遙測、追蹤與控制 (Telemetry, Tracking and Command, TT&C) 等，提供實際的衛星設計、製造及操作的經驗，並在大學裡建立本土化衛星科技的能量與培養相關技術人才。
3. 提供學生在團隊環境下的工作經驗，學習任務分工及系統整合的觀念。
4. 驗證在國內大學裡發展微級以下衛星的可行性，以及其簡單精巧、快速建造及低成本的概念。
5. 驗證低成本衛星遙測技術之潛力，和其日常生活上的應用，教育學生有關太空探索的重要性，以及太空基礎研究的必要性。

表 1 TUUSAT-1 主要工作人力

單位	姓名	職稱	與計畫相關專長
淡江大學	洪祖昌	教授	衛星工程、熱控
虎尾科大	林煥榮	副教授	電腦
淡江大學	林宗憲	博士	姿態、結構、任務與軌道設計
虎尾科大	陳裕愷	副教授	電源
虎尾科大	蔡添壽	副教授	姿態與系統工程

虎尾科大	李榮全	副教授	酬載
嘉義大學	徐超明	副教授	通訊、地面站
北台科大	李世榮	副教授	熱控

TUUSAT-1 的酬載任務為：

1. 衛星雲圖照相實驗：進行廣角的氣象雲圖照相，拍攝範圍為台灣附近，以驗證衛星遙測技術於日常生活應用與潛力。
2. Software Mailbox 通訊試驗：提供業餘無線電使用者在特定區域以業餘無線電頻率傳送 E-mail，以驗證衛星的通訊能力。
3. GPS 通訊實驗：搭載太空規格 GPS 收集軌道資料，以驗證微衛星在軌道應用全球定位系統的可行性。

TUUSAT-1 的任務需求訂定如下：

1. 發展微級或微微級衛星為主，並盡可能滿足多數發射載具次酬載(Secondary Payload)的限制，以搭便車(piggyback)的方式為優先考量。
2. 衛星預計發射於軌道高度 500-800 km 之圓軌道，軌道傾角至少大於 24 度，每天至少能提供台灣每 2-3 次以上的通訊次數。
3. GPS 為最主要的酬載，次酬載為氣象觀測酬載及 Software Mailbox，並盡可能保留 TSFR(This Space For Rent)的空間。
4. 提供酬載及衛星在太空環境中最大的操作壽命，最短的操作壽命暫定為三個月以上。
5. 成本是最嚴苛的限制，為了減低任務成本，衛星元件或裝置應可能使用現成的地面商用產品，並以盡量自製或組裝為原則，但必須滿足太空環境下使用的條件，支持酬載在太空環境下的最大操作壽命。部份太空規格元件或設備得直接購買國外具太空驗證的產品，以節省研發時程，部份將採用國產元件，以驗證國內廠商的技術水平。
6. 衛星本體之各次系統須模組化，以方便在製造及維修時，具有安裝、拆裝及替換簡單的特性。
7. 資料上下傳使用一般業餘衛星通訊頻道和模式(Mode)，提供電子郵件信箱(Software Mailbox)的功能，使業餘無線電使用者也能參與衛星的使用，以驗證衛星的通訊能力。(可與國內業餘無線通訊協會合作)。
8. 儘量使用被動式系統及元件，避免動件或其它複雜元件的使用。
9. 所有的元件及次系統之設計與製造，須以通過 NSPO 的地面環境測試為目標。

TUUSAT-1 任務總體架構如圖 1 所示，衛星平台共分為 SMS(結構)、TCS(熱控)、ADCS(姿態控制、TT&C(通訊)、C&DH(電腦)與 EPS(電源)共六大次系統，酬載系統則分為 CCD 影像酬載、Software Mailbox 軟體及 GPS 酬載，地面部份則分為地面控制與接收站、任務與軌道系統設計。由於 TUUSAT-1 計畫經費有限，無法購買昂貴的太空規格元件，例如高效率太空規格太陽能板經估算約需台幣 100 多萬(不含組裝與運送費用)，太空規格暫存記憶體(32MB)約需 60 萬台幣等，因此大部份的元件與設備我們參考國外發展中或已發射的大學微衛星經驗，使用相同的地面商用產品或元件代替，並修改部份的設計使之滿足部份的操作與功能需求。這樣做的目的主要是為了在經費不足的情況下，仍能提供學生一個學習衛星相關技術的環境，並讓研究團隊建立起衛星系統工程設計的概念，當我們有足夠的經費支持及獲得學習衛星製造與測試技術的機會，可以迅速的進入狀況並驗證研究的成果。目前 TUUSAT-1 任務已完成了所有次系統的細部設計及部份的單元製造及操作測試實驗，未來希望能有足

夠的經費完成所有的單元測試與整合測試，並希望有機會能獲得支持繼續完成及接下來的程序。以下將分別介紹 TUUSAT-1 衛星平台各次系統以及酬載系統的設計與成果。

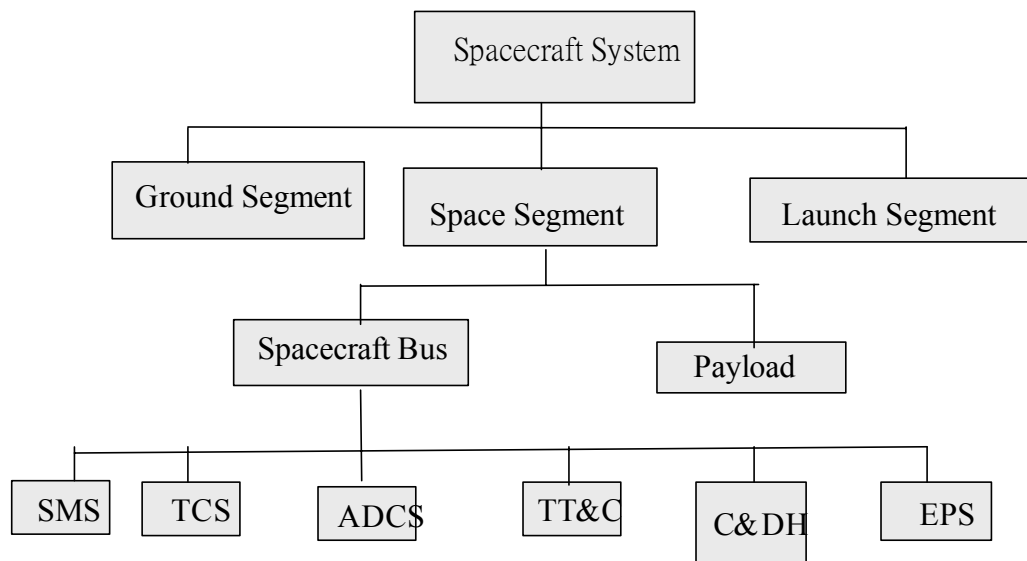


圖 1 TUUSAT-1 任務總體架構

2. TUUSAT-1 Bus-System Segment

TUUSAT-1 衛星系統方塊圖如圖 2 所示，各次系統硬體架構與研究成果將依序詳述於下節。

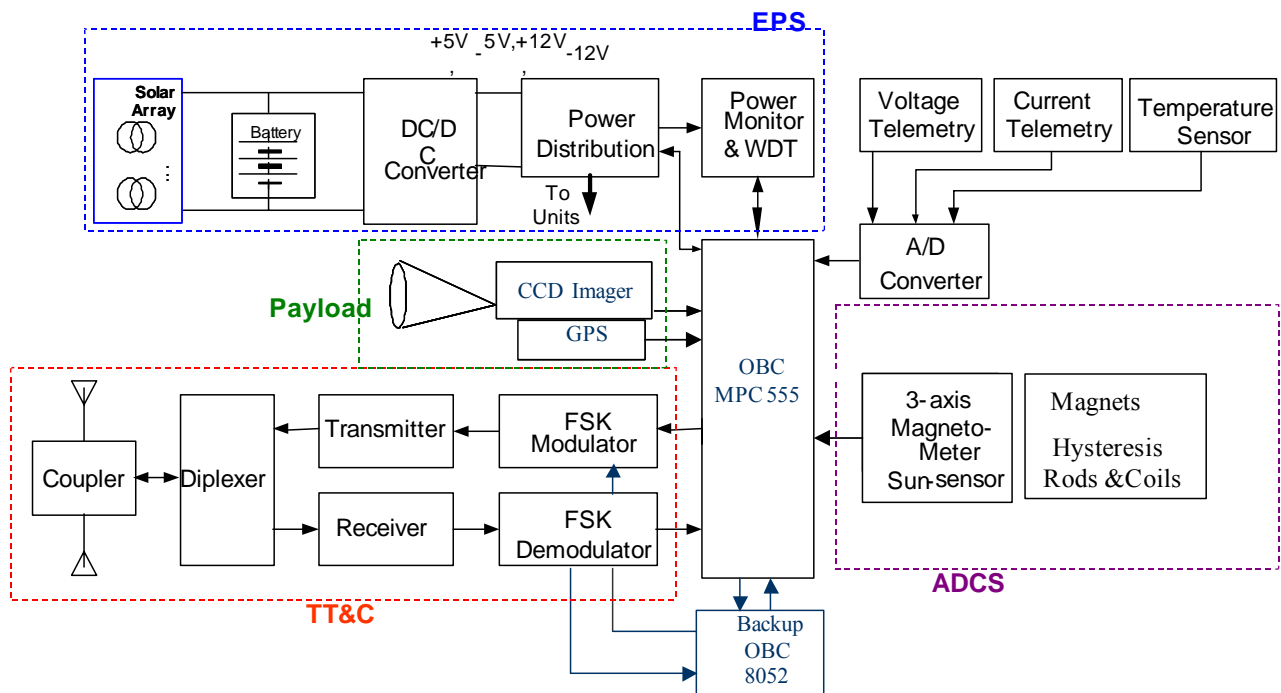


圖 2 TUUSAT-1 衛星系統方塊圖

2.1 結構次系統

TUUSAT-1A 的外型為六角型微衛星(圖 3)，主要構件為 6061-T6 鋁合金板片，由每層四根共 12 根鋁桿將上下兩片六角形及中間兩片近矩形鋁板片分隔成三個區間，外圍則由六片矩形鋁板覆蓋構成封閉空間(圖 4-6)。發射介面(圖 7)依據發射載具太空梭 Hitchhiker 彈射系統所設計，重量約 4.8 kg，結構主體含發射介面共約 17 kg。結構分析採用有限元素分析軟體 I-DEAS MS6 CAE 模組，依據 HES(Hitchhiker Ejection System)所提供之發射環境限制進行模擬，模擬結果滿足 HES 的規定，系統

最低自然振頻也高於其所規定的最低自然振頻值 50Hz。並發現其安全係數遠大於發射載具的要求，因此體積較小的微衛星可假設其為剛體，結構的問題不大。[9, 10]

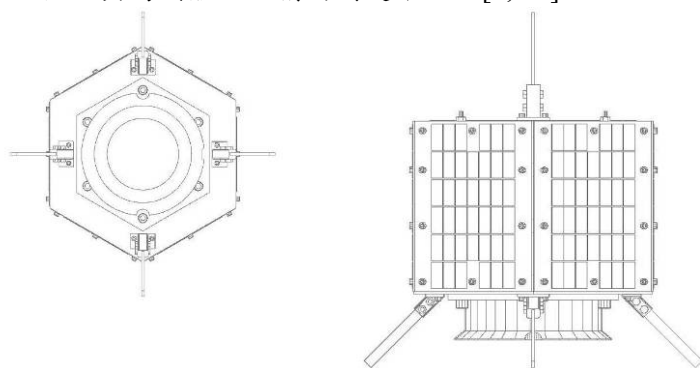


圖 3 TUUSAT-1 外形圖

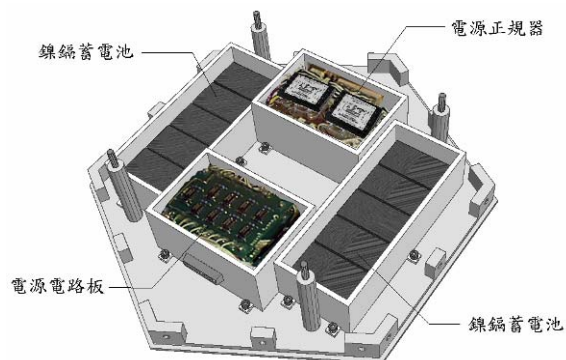


圖 4 第一層：電源層

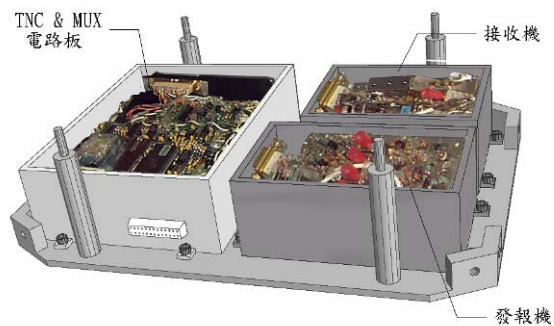


圖 5 第二層：通訊層

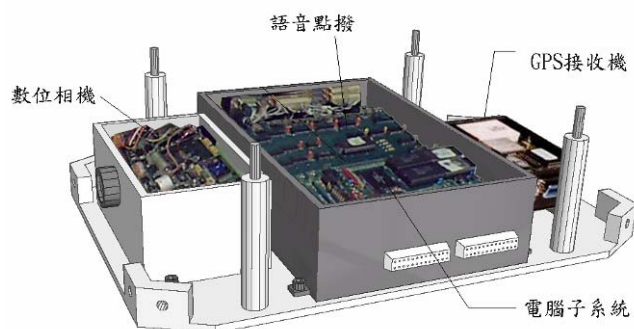


圖 6 第三層：電腦與酬載層

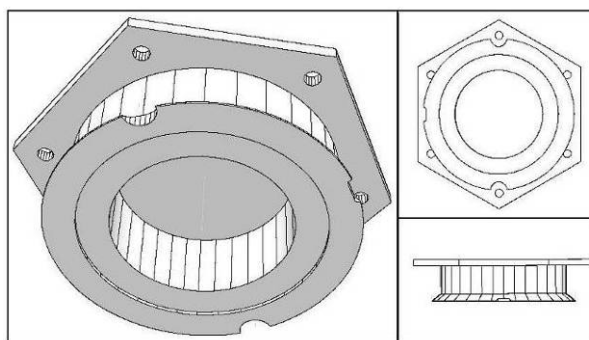


圖 7 彈射介面

表 2 TUU SAT-1 的重量體積規格預估表

子系統	元 件	體 積(mm ³)	重量(kg)	重量比率
電源子系統	充放蓄電池	1.6×10^6	4	11.52
	電源電路板	7.02×10^5	1	2.88
	電源正規器	7.02×10^5	1	2.88
	太陽能陣列		1.5	4.32
通訊子系統	接收機	7.8×10^5	1	2.88
	發報機	8.1×10^5	1	2.88
	TNC 電路板	1.8×10^6	2	5.76
	天線			
姿態子系統	磁棒	3.927×10^6	2.867	8.26
	感測器			
電腦子系統	微處理器電路板	2.16×10^6	2	5.76
熱控子系統				
結構子系統	主體結構	4.34776×10^6	12.47	35.92
	接合介面	1.77679×10^6	4.8	13.83
酬載子系統	CCD	6.72×10^5	0.5	1.44
	GPS	2.8×10^5	0.5	1.44
	語音點撥			
總 和		1.64301×10^7	34.7147	100

2.2 電腦次系統

TUUSAT-1A 星上電腦採用嵌入式系統，選用 Motorola 處理器 MPC555，配合硬即時的作業系統 $\mu\text{C}/\text{OS-II}$ ，採用 8 顆 Motorola 的 MCM63F733A 記憶體儲存氣象雲圖、衛星健康狀態監測(Housekeeping Monitoring)與 Software Mailbox 資料。磁力計採用 Honeywell 的 HMC1023 三軸磁力計，GPS 採用 PE-36，電流與溫度監測分別採用 MAXIM 的 MAX471 電流感測器與 LM135 溫度感測器、電壓監測利用 MPC555 的 A/D 轉換模組量測。 [20, 26]。



圖 8 衛星電腦實體圖



圖 9 電腦子系統外殼(1)

(1)底板:尺寸→17.7X12.7X5.7(cm); 重量→545.0g

(2)上蓋:尺寸→17.7X12.7X5.7(cm); 重量→326.0g



圖 10 電腦子系統外殼(2)

(3)電腦系統電路板:尺寸→17.0X13.0X2.0(cm); 重量→146.5g

(4)鋁板模組化:總重量→1020.0g

2.3 電源次系統

電源次系統包含能量產生單元、能量儲存單元與能量分配單元，能量產生單元採用砷化鎵三接面型太陽能電池，裝配方式為表面貼附式，平均功率輸出約 40 瓦，能量儲存系統採用 16 顆 Sanyo HR-3U 鎳氫蓄電池，輸出標準電壓 19.2V，電池容量 2300mA-H，電源分配與管理單元分為硬體與軟體兩部份：

- 硬體包含蓄電池充電迴路、健康狀況感測電路、保護電路、子系統電源開關電路。
- 軟體包含充電管理軟體、健康狀況判斷程式、重置時機判斷、電流過載判斷。

TUUSAT-1A 電源次系統電源估算如表 1，最大操作功率 24.215W，軟體部份整合在飛行軟體內，各項管理、監測與控制指令由星上電腦負責執行。[8, 16, 21, 24]

表 3 TUUSAT-1 電源估算

元件名稱		電壓 (V)	電流 (mA)	操作 (W)	工作 週期 (%)
星上電腦		5	500	2.5	100
姿態 控制	磁力計	5	5	0.025	100
	線圈	0	0	0	0
通訊	傳送機	12	1700	20.4	8.9
	接收機	12	45	0.54	100
GPS		5	130	0.65	100
CCD	影像 感測器	5	10	0.05	0.5
	週邊 元件	5	10	約 0.05	0.5
熱控系統		0	0	0	0
總 計			2580	24.215	

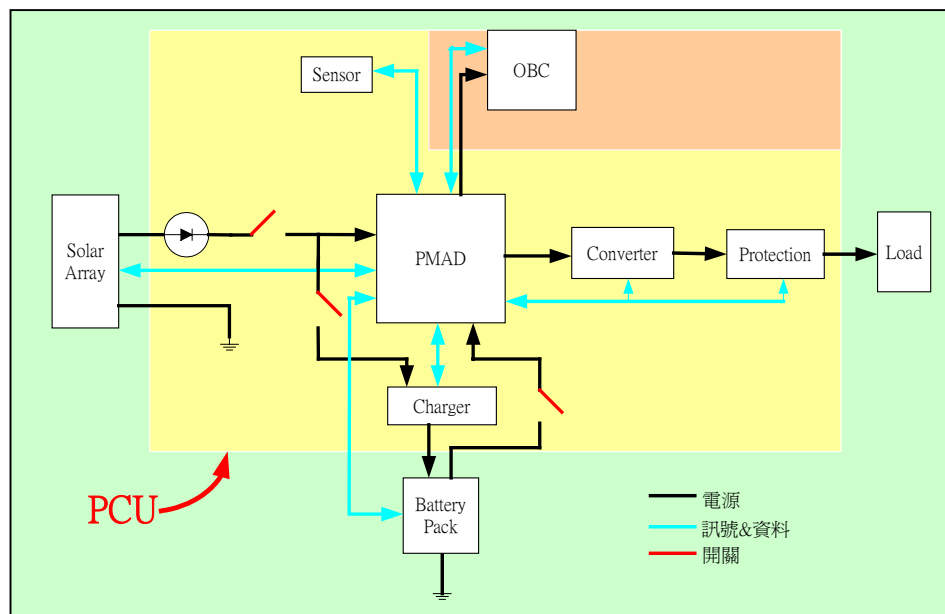


圖 11 電源系統完整架構

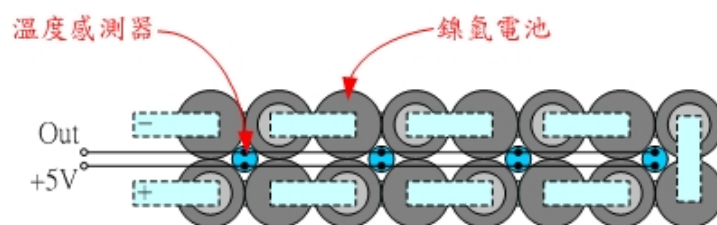


圖 12 鎳氫蓄電池裝配圖

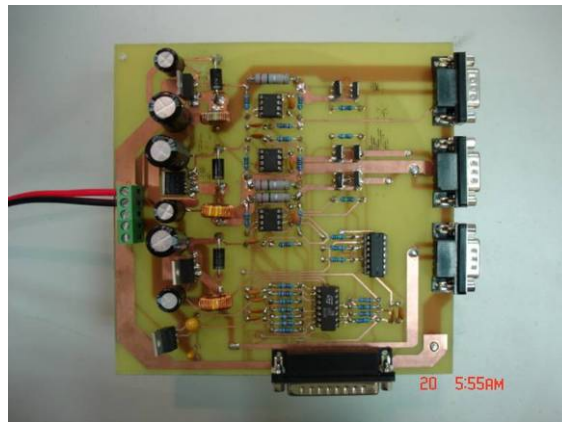


圖 13.穩壓器與 PMAD 電路板

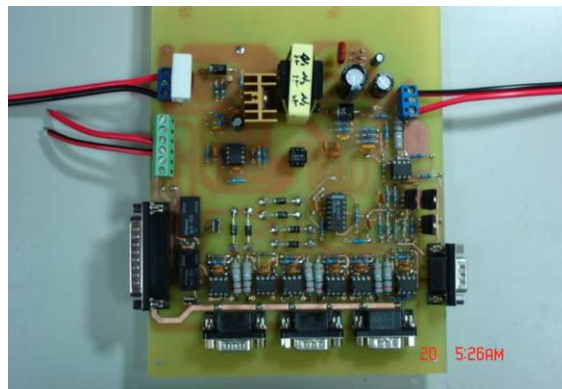


圖 14.充電器與太陽能板電流感測電路板

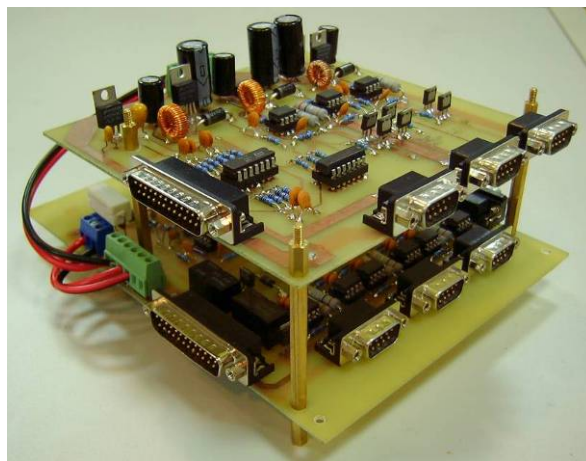


圖 15 EPS 組裝圖

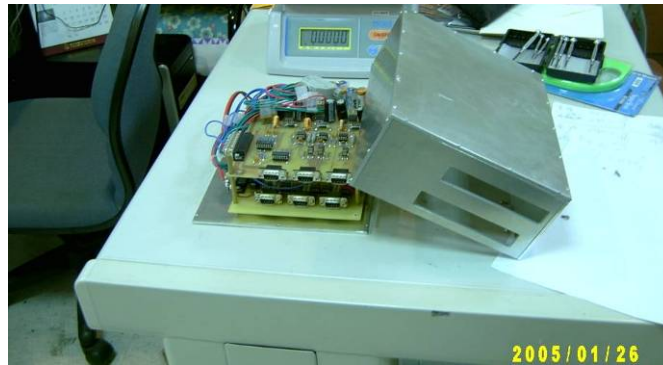


圖 16 EPS 組裝圖

(1)底板:尺寸→26.0X20.0X0.4(cm)重量→557.5g

(2)上蓋:尺寸→26.0X20.0X9.5(cm)重量→1363.5g

(3)電源系統電路板:尺寸→19.0X15.0X9.0(cm) 重量→1080.0g(含蓄電池)

(4)鋁板模組化:總重量→3004.0g

2.4 通訊次系統

通訊次系統採用 KENWOOD TH-D7E，天線採 DIAMOND 公司所出的 CR-77 全向性球面波天線，並使用天線訊號切換器 50S-534 (RF switch)。通訊頻率採業餘無線電衛星頻道 J mode(144.812/433.775MHz)，傳輸速率 9600bps，並具備信標發射功能(Beacon Mode)與發射功率改變能力。[14, 15, 25]

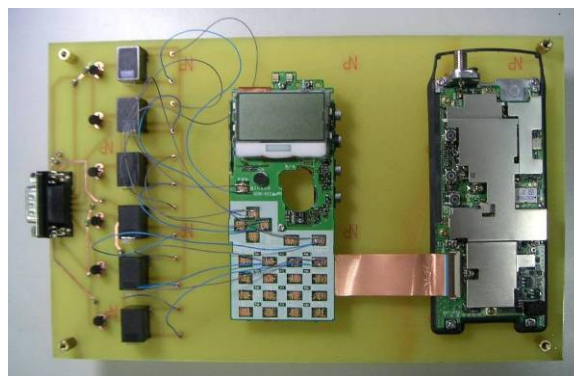


圖 17 第二代通訊系統實體圖

表 4 下傳鍊路計算

Downlink	UHF	Frequency	430MHz
Bit rate	9600bps	Transceiver	TH-D7E
Uplink budget	unit		comments
Orbit Height	km	600-800	
Max transmit distance	km	1933-2486	仰角 10 以上為可通訊範圍
Comm. time	min	8.86-11.17	
Transmitted power	dbw	7.4	$10 \log 5.5 = 7.4 \text{ dbw}$
導波管損失	db	0.027	$2.7/100 * 1 = 0.027$

Tran. antenna gain	dbi	5.5	假設衛星發射天線增益
EIRP	db	12.87	$EIRP = P_t + G_t - L_k$
Atmospheric losses	db	0.18	與頻率有關
Polarization losses	db	3	Loss for linear mismatch
Free space losses	db	153.03	$92.45 + 20 \log(f) + 20 \log(d)$
Boltzmann's constant	db	-228.6	
pointing losses	db	0.45	
System noise temperature	dbk	30	1000k
Receive antenna gain	db	16.75	原廠提供
receive power[Pr]	dbw	-123.41	$EIRP + G_r - \text{Free space loss}$
G/T	db/k	-13.25	Rec. ant gain /noise temp.
C/No	dbHz	71.56	$EIRP + G/T - L + 228.6$
Bit rate[Rb]	db	39.8	$10 \log 9600$
Bit energy to noise ratio [Eb/No] achieved	db	31.76	$[C/No] - [Rb]$
[Eb/No]required	db	14.9	yamsat
margin	db	16.86	$31.76 - 14.9$



圖 18 通訊模組外殼

(1)底板:尺寸→25.8X16.8X0.4(cm)；重量→462.5g

(2)上蓋:尺寸→25.8X16.8X4.3；重量→806.0g



圖 19 通訊模組

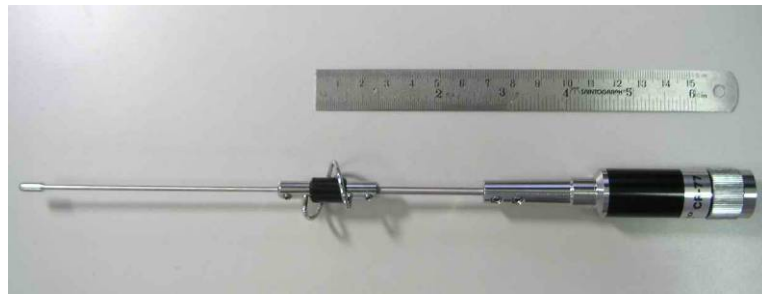


圖 20 天線實體

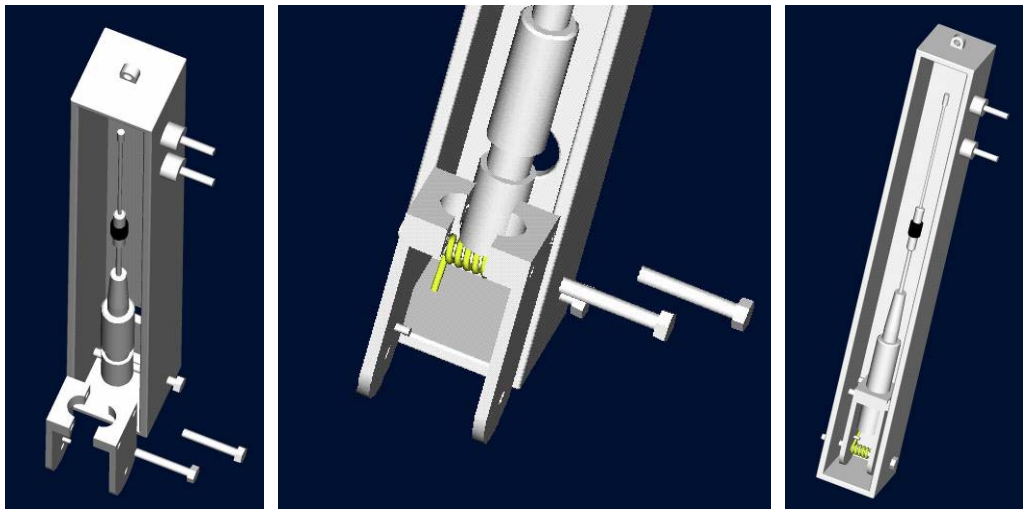


圖 21 天線展開機構

2.5 姿態次系統

姿態次系統採用被動式磁力控制系統，使用 4 根 ALNICO-5 族永久性磁棒和兩組短路磁滯線圈，磁棒置於衛星底部並與衛星 z 軸平行，磁滯線圈則與 x, y 軸平行，當衛星於軌道中運行，磁棒(z 軸)將與地磁方向漸漸一致而達到穩定。姿態模擬預估衛星將於 30 圈軌道週期後達到穩定，z 軸將與地磁方向保持約 10 度以內，磁滯線圈則消耗多餘的衛星自轉動能，而使自轉轉速保持在 0.05-0.1 rpm 內。姿態的判定使用三軸磁力計與太陽方位感測模組，姿態判定軟體包含地球磁場模型、衛星軌道預測模組與姿態判定模組，並整合於飛行軟體內。[6, 11-13]

2.6 熱控次系統

利用節點網格法完成被動式熱控制對四方柱與六方形微衛星溫度影響之分析與設計，以及自旋穩定與重力梯度穩定對微衛星溫度分佈之分析，溫度控制約 -20°C 至 40°C ，星殼所使用之多層隔熱材料(Multilayer Insulation, Al-Kapton Filler 20layers/inch)，散熱板採用合金鋁(外表面光亮陽極化處理)，表面塗層使用 AK3025 塗漆。[1-5]

表 5 熱控系統計算結果(1)

姿態	重力梯度穩定		自旋穩定	
幾何形狀	四方柱	六方柱	四方柱	六方柱
散熱版面積	0.7m ² 以上	0.5m ² 以上	0.6m ² 以上	0.4m ² 以上
軌道高度	800km~2000km			
適當轉速	0.5~6 mpr			

表 6 熱控系統計算結果(2)

被動熱控制	使用材料	熱性質
星殼材料	Multilayer Insulation (Al-Kapton Filler 20 layers/inch)	熱傳導率 $\lambda=0.0004\text{W/m}\cdot\text{K}$ (在真空下)，密度 $\rho=200\text{kg/m}^3$ ，比熱容 $C_p=168\text{kJ/g}\cdot\text{K}$
散熱板	合金鋁(外表面光亮陽極化處理)	熱傳導率 $\lambda=90\text{W/m}\cdot\text{K}$ ，密度 $\rho=200\text{kg/m}^3$ ，比熱容 $C_p=168\text{kJ/g}\cdot\text{K}$ ， $\alpha_s=0.14$ ， $\varepsilon=0.25$
表面塗層	AK3025 塗漆	Absorptivity $\alpha_s=0.3$ ，Emissivity $\varepsilon=0.8$
	太陽能板	太陽光吸收率 $\alpha_s=0.74$ ，紅外線發射率 $\varepsilon=0.82$

3. TUUSAT-1 Payload Segment

TUUSAT-1 的酬載包含 GPS、Software Mailbox 和 CCD 影像酬載，由於太空規格 GPS 過於昂貴(美金 3.5 萬/套)，因此暫時先以地面商用產品替代，並與電腦系統整合。Software Mailbox 主要參考業餘衛星通訊協定 Pacsat 的經驗，撰寫軟體並與飛行軟體整合，這部份目前尚在進行之中。CCD 影像酬載目前已完成初步的硬體架構與操作功能測試，目前正進行星上影像處理軟體的設計。CCD 酬載由鏡頭、照相模組、外殼(6061 鋁板)和影像壓縮軟體所組成，鏡頭包括了透鏡、濾鏡，照相模組則包含影像感測器(Kodak KAI-1010M)、溫度感測器與電路板。CCD 酬載的 FOV 採用 100 度的超廣角鏡頭，拍攝的範圍可達 2167 x 2167km，雲圖的解析度為 542 x 542 像素，GSD 為 4km/pixel，CCD 酬載之拍照控制邏輯部份請見參考文獻[12, 22, 27]，



圖 22 CCD 酬載外殼

- (1)底板:尺寸→17.5X12.5X5.4(cm)重量→537.5g
- (2)上蓋:尺寸→17.5x12.5x0.4(cm)重量→228.0g
- (3)鏡頭:尺寸→6.3X2.2X5.2(cm)重量→89.0g
- (4)酬載系統電路板:尺寸→16.7X11.3X3.0(cm)重量→156.5g
- (5)鋁板模組化:總重量→1012.0g

4. TUUSAT-1 Ground Segment

4.1 地面控制接收站

已架設完成了一個低成本，可利用數位與類比訊號通訊，並可接收氣象雲圖的地面通訊接收站，由於 TUUSAT-1 本身還在設計與測試階段，尚未升空，所以先藉由 NOAA、METEOR 系列的低軌道氣象衛星，做接收氣象雲圖的測試，測試結果已經可以接收到雲圖，透過軟體處理後可顯示出國界，經緯度及溫度梯度的變化。目前預計開發地面控制軟體，參考 AMSAT 提供的 Wisp 地面控制軟體，設計具備衛星軌道預測與排程、控制天線、接收發訊息與解碼等功能的地面控制站軟體。[7, 18]



圖 23 於淡江大學工學院架設的業餘衛星地面接收站

4.2 軌道與任務設計

依據 CCD 酬載與通訊系統設計結果，TUUSAT-1A 採用高度 800km、傾角 98.6 度之太陽同步軌道，軌道週期約 101 分鐘，每天可通過台灣上空 2-3 次，白天通過的時段為台灣時間上午 10:00 或下午 2:00，以獲得較佳的光照條件。由於軌道對衛星任務而言非常重要，每個次系統都要瞭解與配合，為了使後續的研究伙伴能更容易的瞭解軌道的特性，我們陸續購買了相關的軌道計算軟體，如 InstanTrack、LogSat、STK 等，並將軌道設計列為微衛星工程實驗室的入門課程之一。

在任務設計方面，根據微衛星系統架構與任務類型，定義飛行軟體之功能需求如下：(1)衛星電腦之初始化(2)命令之接收與處理(3)衛星之自治(autonomous)運作(4)資料的儲存、處理與下傳，來規劃出飛行軟體之架構與模式，如圖 24-25 所示，飛行軟體在衛星電腦電源開啟後，首先在起始模式下作軟硬體之初始化、建立起始工作(Start task)後藉由呼叫 OSStart()函數自動切換至運作模式，並以起始工作來建立五個應用工作，分別為：健康狀態監測工作(Health monitor task)、安全模式工作(Safe-mode task)、酬載拍照工作(Capture task)、GPS 監測工作(GPS monitor task)、遙測資料儲存工作(Telemetry save task)，使其在運行模式下分三個層次運作，如圖 26 所示，以藉 $\mu C/OS-II$ 作業系統多工、即時切換工作與即時中斷來實現衛星任務運行模式，其研究成果在嵌入式系統於微微衛星電腦系統之應用與研究

(計畫編號：NSE 92-2212-E-150-029)有更詳細之說明。[23]

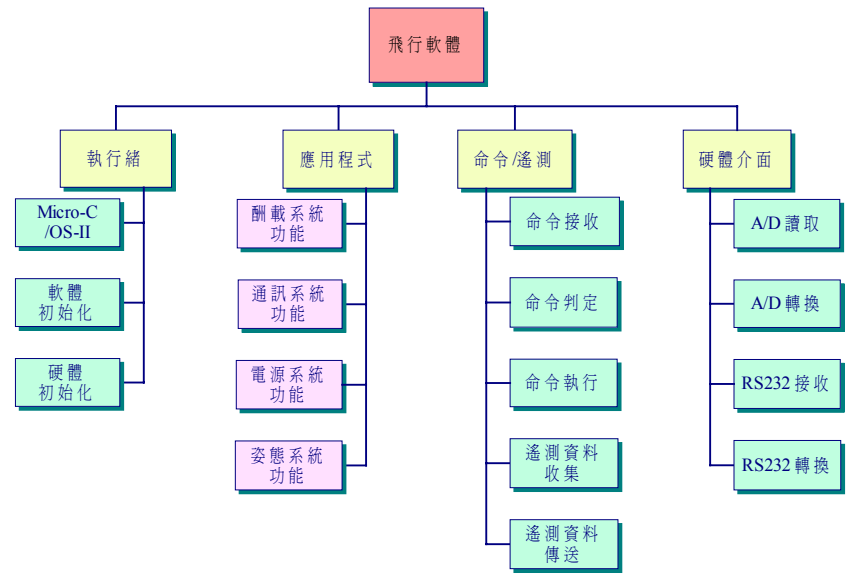


圖 24 飛行軟體架構

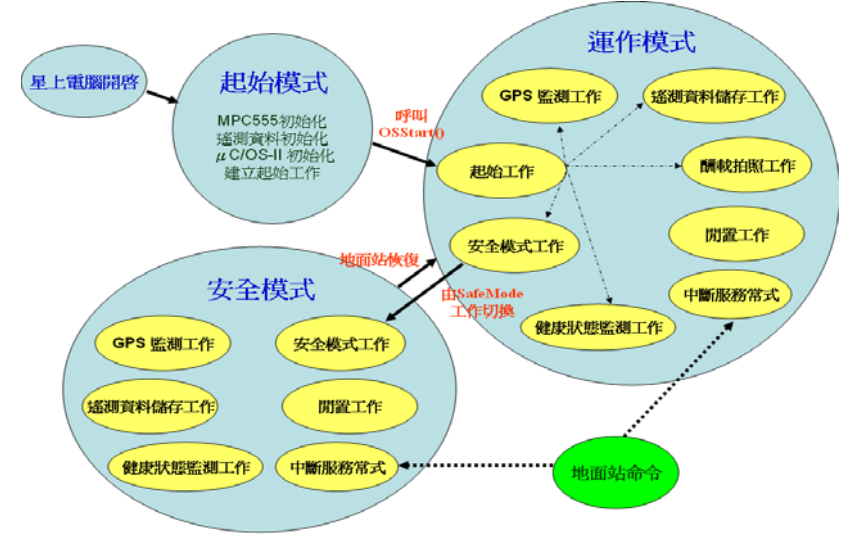


圖 25 飛行軟體之模式切換

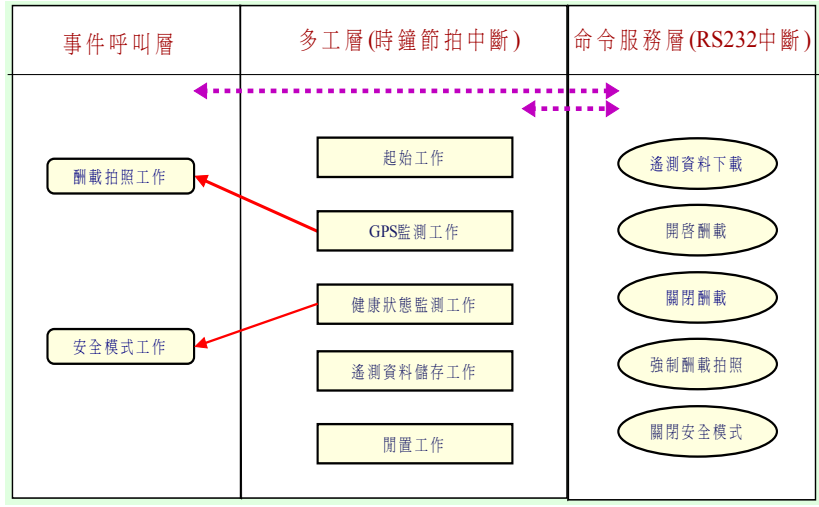


圖 26 飛行軟體運作模式下之三個層次

另外，我們並將軌道設計的經驗，應用至任務與衛星星系設計上，依據衛星遙測酬載特性計算衛

星星系所能提供特定目標的覆蓋，並設計能提供台灣地區每小時一張氣象雲圖之星系設計[17, 19, 28, 29]。

二、計畫成果自評

本計畫(92-93 年度)以及其子計畫預定的工作進度都已完成，計畫進度的控管也都很順利，計畫的研究成果已發表 SCI 期刊 1 篇，會議論文 8 篇，博士論文 1 篇，碩士論文 4 篇。

參考文獻

1. 林煥榮、莊堯棠、洪祖昌，『採用模糊控制理論設計近最佳控制器及其應用微衛星之姿態控制』，中國航空太空學會第卅七屆學術研討會，台北，1995/12。
2. 洪祖昌、林煥榮、李大本和陳正興，『小(微)衛星姿態控制分析與設計』，第五屆國防科技學術研討會，桃園，1996/11/23,pp·3-8~3-12。
3. 李世榮、蕭述三、呂立鑫和彭光代，『重力梯度穩定旋轉微衛星熱控之設計與分析』，第三屆海內外華人航天科技學術研討會，澳門，1996/5。
4. 洪祖昌等，『TUU-SAT1 簡介』，第三屆海內外華人航天科技學術研討會，澳門，1996/5。
5. 蕭述三、洪祖昌、李世榮、呂立鑫和張玉宏，『被動式熱控制對三角柱與圓柱形微衛星溫度影響之分析與設計』，中國機械工程學會第十三屆全國學術研討會，台北，1996/11,pp·419-425。
6. 李世榮、洪祖昌、呂立鑫和蕭述三，『被動式熱控制對四方柱與六方形微衛星溫度影響之分析與設計』，中國航空太空學會第三十八屆學術研討會，台北，1996/12,pp·535-543。
7. Chen Y. H., Z. C. Hong and J. S. Chern, "Aerodynamic and Stabilization Gravity Gradient Stabilization for Micro-Satellite", 第三屆海內外華人航天科技學術研討會，澳門，1997。
8. Hu W. H., D. B. Lee, H. R. Lin, C. H. Shih, "Attitude Control Design of TUU SAT-1 Microsatellite," presented at the 48th International Astronautical Congress, Turin, Italy, Oct. 6-10, 1997.
9. Hong Z. C., Hu W. H., Chen Y. H., Chern J. S., "Comparison of Magnetic and Aerodynamics Stabilization for a Microsatellite", COSPAR Colloquium on Scientific Microsatellites, Microsatellites as Research Tools, Proceedings of Abstracts 1997/12, p.50.
10. Lee S. R., Kuang-Wu, Z. C. Hong, K. T. Peng, "Analysis of the Unsteady State Temperature Distribution of Microsatellite Under Stabilization Effects". COSPAR Colloquium on Scientific Microsatellites, Microsatellites as Research Tools, Proceedings of Abstracts, Dec., 1997, p.76.
11. Lin, C. H., Hong, Z. C., Shih, C. H., and Chuang, C. K., "The Passive Magnetic Stabilization used Magnetic Rods for a Microsatellite TUUSAT-1," presented at 50th International Astronautical Congress, Amsterdam, The Netherlands, 4-8 OCT 1999./IAF-ST-99-W.1.06.
12. Zhen C. E., Hong Z. C., Lin C. H., and Lee C. C., "The Design and Fabrication of TUU SAT-1 Ground Station by Students," 50th International Astronautical Congress October 4-8, 1999/ Amsterdam, The Netherlands, IAF-99-M.5.09.
13. 洪祖昌、許志岱、林宗憲，"TUU SAT-1 微衛星電源設計與分析"，1999 中華民國"航太學會/ 燃燒會議/ 民航學會"航太學術聯合會議"，大溪，台灣，1999。
14. TUU-SAT 1 微衛星研究報告，1995~1999. 國立中央大學機械系衛星工程實驗室，1999, 8.
15. 洪祖昌、游仕民、林宗憲、謝清志，"TUU SAT-1 微衛星結構設計分析"，第 24 屆全國力學會議，中壢，台灣，2000。

16. 洪祖昌、顧有斐、游仕名，『TUU SAT-1 微衛星主體結構之分析與設計』，第四屆海內外華人航天科技學術研討會，墾丁，2000/4。
17. 洪祖昌、林宗憲，『微衛星 TUU SAT-1 姿態控制分析與研究』，第四屆海內外華人航天科技學術研討會，墾丁，2000/4。
18. 林宗憲、洪祖昌、張文嘉，『被動式磁力穩定微衛星 TUUSAT 之 CCD 酬載設計』，第三屆海峽兩岸航空太空學術研討會，淡水淡江大學，2001/5/29-30/20.
19. 張文嘉、洪祖昌、林宗憲，『超微衛星 Nanosat 姿態控制系統(ADCS)之研究與應用』，2002 航太學術聯合會議航太學會學術研討會，國立高雄餐旅學院，2002/03/23
20. 洪祖昌、林廷駿、林逢傑，『微衛星 TUU SAT-1 通訊子系統之設計與製作』，中國機械工程學會第十八屆全國學術研討會，台北台灣科技大學，2001/12/07-08
21. 洪祖昌、鄭詠正、林廷駿，『微衛星 TUU SAT-1 星上電腦與通訊子系統之整合與測試』，中國機械工程學會第十八屆全國學術研討會，國立虎尾技術學院，2002/11/30
22. 洪祖昌、陳威智、謝其浩，『Nanosat 極微衛星電源系統規劃與分析』，中國機械工程學會第十八屆全國學術研討會，國立虎尾技術學院，2002/11/30
23. 洪祖昌、張博淵、張根榮，『衛星星系於氣象衛星觀測之設計與研究』，中華名國力學學會第二十六屆全國力學會議，國立虎尾技術學院，2002/12/20
24. 洪祖昌、張哲維、林廷駿、蕭秋德『TUU-SAT-1 微衛星地面通訊接收站之設計與建立』，第十二屆國防科技學術研討會，中正理工學院 2003/10
25. 洪祖昌、林宗憲、謝清志、蘇建成『氣象觀測之太空任務與星系設計』，第十二屆國防科技學術研討會，中正理工學院 2003/10
26. 洪祖昌、林宗憲、羅智豪、鄭詠正、林煥榮『微衛星電腦系統與通訊子系統之整合研究』2003 航空電子科技與應用研討會，高雄空軍軍官學校 2003/10
27. 洪祖昌、林宗憲、王宇輝、陳威智、林煥榮、陳裕愷、蕭秋德『Nanosat 極微衛星電源系統設計製作與測試』2003 航空電子科技與應用研討會，高雄空軍軍官學校 2003/10
28. 林宗憲、蕭秋德、洪祖昌、鍾沅廷，『微衛星 TUUSAT-1A 雲圖觀測酬載系統之設計』，2004 航太學會/民航學會聯合學術研討會，私立逢甲大學，2004/12/12
29. 林宗憲、洪祖昌、王銀添、林嘉茂、林煥榮、徐超明，『微衛星 TUUSAT-1A 任務與飛行軟體操作模擬規劃』，2004 航太學會/民航學會聯合學術研討會，私立逢甲大學，2004/12/12
30. 蕭秋德、陳裕愷、王宇輝、洪祖昌、許丁元，『MICROSAT 微衛星電源系統模組化設計與製作』，2004 航太學會/民航學會聯合學術研討會，私立逢甲大學，2004/12/12
31. 徐超明、謝清志、張哲維、蘇建成、洪祖昌，『遙測任務微衛星之通訊系統分析與設計』，2004 航太學會/民航學會聯合學術研討會，私立逢甲大學，2004/12/12
32. 林煥榮、羅智豪、李文強、許丁元，『嵌入式即時作業系統應用於衛星電腦設計』，2004航太學會/民航學會聯合學術研討會，私立逢甲大學，2004/12/12

[C] 期刊論文：

1. Chen Y. H., Hong Z. C., Lin, C. H. and Chern J. S., "Aerodynamics and Gravity Gradient Stabilization for

- Microsatellites”, *Acta Astronautica*, Vol. 46, No. 7, pp. 491-499, 2000. (published as Academy Transactions Note) (SCI impact factor 0.307)
2. Hong, Z. C., Lin, C. H., Lin, H. J., “The Imagery Payload Design for Passive Magnetically Stabilized Micro-satellite,” *AIAA Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 40, No. 3, pp. 396-404, May-June 2003. (SCI Impact factor 0.480)
3. Lin, C. H., Hong, Z. C., “The Mission and Constellation Design for Low-Cost Weather Observation Satellites,” *AIAA Journal of Spacecraft and Rocket*, Vol. 42, No. 1, pp. 118-123, Jan.-Feb., 2005. (SCI Impact factor 0.480)
4. Lin, C. H., Hong, Z. C., Shieh, C. J., “The Space Mission and Constellation Design for Weather Observation,” *The Chinese Journal of Mechanics, Series A*, Vol. 20, No. 3, pp. 241-248, Sept. 2004. (SCI Impact factor 0.312)
5. Hong, Z. C., Lee, C. C., and Tseng, C. J., "A Concept Of Vertical Takeoff Two-Stage-To-Orbit Reusable Launch Vehicle With An Integral-Rocket-Ramjet Booster," *Journal of Mechanics*, Vol. 21, No 1, pp. 51-56 (2005).

MICROSAT微衛星電源系統模組化設計與製作

Design and Fabrication of The Power Subsystem Module for a Microsat

蕭秋德¹

國家太空計畫室¹

陳裕愷²

國立虎尾技術學院 飛機系航電組²

王宇輝³ 洪祖昌³ 許丁元³

私立淡江大學 機械與機電工程學系³

摘要

本論文針對所設計 Microsat 的任務需求與規格，進行電源系統的硬體模組化設計與分析。Microsat 初步設定任務為台灣上空 CCD 雲圖照相和 Software Mail Box 的服務，其為 10~100 公斤的衛星，採用符合軌道高度 600 至 800 km 的太陽同步圓軌道，軌道傾角為 97.8~98.6 度，軌道週期為 96.6~100.9 分鐘。根據任務與規格訂定電源子系統的需求與 Power Budget，依需求設計製作硬體電路，並依 Power Budget 估算太陽能電池有效面積大小與蓄電池放電深度作為選擇太陽能電池與蓄電池的依據。根據評估結果與設計要點決定採用直接能量傳輸(DET)架構，並設計一套電源管理與調節(PMAD)單元，穩壓器採用切換式的直流/直流轉換器作為 3.3V、5.0V 與 12V 的穩壓輸出，提高轉換效率，鎳氫蓄電池的充電器控制使用馳返型電路，做定電流充電方式，另外為了配合 House-keeping 程序，也裝設了電壓、電流和溫度感測裝置，完成的硬體電路可由星上電腦做控制與資料讀取。

關鍵詞：Microsat 電源系統、鎳氫蓄電池充電器、切換式直流/直流轉換器、PMAD 單元。

1. 前言

Microsat 的主要任務為台灣上空 CCD 雲圖照相和 Software Mail Box 的服務。這裡延續過去 TUU-SAT1 的經驗[1]，並根據 Microsat 任務，規劃出以下的規格：符合軌道高度 600 至 800 km 採用太陽同步圓軌道，軌道傾角為 97.8~98.6 度，重量限制約 10~100 公斤，外觀形狀為六角柱，姿態利用磁棒做被動式的控制。

本文目的為設計一個符合衛星任務的電源系統模組。衛星本體大致可以如圖 1，分為七個子系統，分別為結構、姿態、熱控、通訊、電源、電腦與酬載。其中電源系統的目的在提供穩定的電源，並有效的利用能源。電源系統分為能量產

生、能量儲存與能量分配三大部份，整體架構如圖 2 所示。其中能量產生為太陽能電池，能量儲存系統為蓄電池，而能量分配單元為電源系統控制器的核心。

太陽能是衛星在太空環境中最主要的能量來源。有效的利用太陽能可以增加衛星執行任務的期限，所以在控制器方面以直接能量傳輸(DET-Direct Energy Transfer)為主體架構，進行電源分配與管理的設計。

2. 任務分析

2.1 衛星任務分析

Microsat 的初步任務設定台灣上空 CCD 雲圖照相，和 Software Mail Box 的服務，可符合

軌道高度 600 至 800km，在最大及最小軌道高度下的軌道參數的分析與計算如表 1.所示，可知在軌道 800km 時的相關參數皆最大，所以之後在做估算時會以軌道高度 800km 為主，衛星週期約為 101 分鐘，因此每天繞行地球約 14 圈，通過台灣上空約兩到三次，一天中至少有一次最多兩次的拍照機會[2]，希望可以利用多顆相似的衛星，對台灣及其它低緯度地區每一小時傳送至少一張氣象雲圖。在衛星系統中，熱控採用被動式的控制方式[3]，利用衛星本身自轉使本體受熱均勻，因此熱控系統不需要耗電。此外電腦、姿態、電源這幾個子系統在衛星運行週期中，是不能關閉的。因此可以關閉的元件剩下 CCD、GPS、磁力計與傳送機。

考量通訊時因為建築物及高山的阻擋造成的損失，我們將仰角定為 15 度之後才開始收到較好的衛星訊號。根據我們衛星所設定的軌道高度 800km，可以求得最大可通訊時間約為 9 分鐘，我們希望當衛星經過台灣上空通訊範圍，能將雲圖傳送至地面站，所以傳送機打開的時間最長為 9 分鐘。一天中衛星約有 1~2 次的拍照機會，由於拍照只有一瞬間，因此在這裡設定當衛星通過台灣上空可拍照範圍的區段，CCD 從打開電源到關閉的時間為 5 分鐘，經由以上的分析我們可以找出各系統元件的工作週期，了解各系統用電情形。

2.2 任務需求分析

電源系統的需求如下：

- 電源子系統包含有能量產生、能量儲存和能量管理與調節三大單元。
- 能量產生裝置採太陽能光伏電池，裝配方式為表面貼附式。
- 使用鎳氫蓄電池作為能量儲存裝置，提供衛星在地球背光面執行任務時所需的電源。
- 衛星在執行任務的期間中，能提供連續而不中斷的電能。
- 輸出穩壓裝置以高效率的切換式直流轉直流調節器，輸出電壓規格：3.3V、5.0V 和 12V。
- 可控制、分配和處理衛星的電源。

- 可接收指令或遙測的能力，供地面站人員觀測電源系統的健康狀態，及必要時的可控制能力。
- 對於輸出端有保護作用，防止因電源系統的不穩定而造成其它子系統的損壞。
- 配合星上電腦 Housekeeping 程序，須裝設感測裝置。

經過衛星任務分析，我們可以定出 Power Budget 如表 2.，並根據衛星任務以及電源需求設計電源系統。

2.3 電源系統電力估算

根據 Power Budget 我們可以做太陽能電池與蓄電池的估算，其估算的流程與項目如圖 3. 所示：

1. 蓄電池估算：

根據表 2 的分析比較我們選擇較有把握的鎳氫電池作為蓄電池，為 16 顆 Sanyo HR-3U 2300mA-h 串聯而成，標準輸出電壓 19.6V。

(1) 最大背光時間之計算[4]：

衛星進入背光面由蓄電池提供能源，因此我們希望能夠掌握最大的背光時間，來了解蓄電池的用電情形。最大背光時間發生在太陽光平行照射地球時，因此根據圖 4. 我們可以得到

$$\theta = \sin^{-1} \left[\frac{R_o}{R_o + h} \right] = \sin^{-1} \left[\frac{1}{1 + \frac{h}{R_o}} \right] \quad (1)$$

圓軌道週期與背光時間的比值：

$$\frac{T_n}{P} = \frac{2\theta}{360^\circ} \quad (2)$$

圓軌道最大背光時間：

$$T_n = \frac{P}{180} \sin^{-1} \left[\frac{1}{1 + \frac{h}{R_o}} \right] \quad (3)$$

Ro：地球半徑

Tn：最大背光時間

h：軌道高度

P：軌道週期

計算可得知，本衛星最大背光時間約為 35 分，我們的軌道週期為 101 分鐘，所以最小的受光時間為 66 分。

(2) 蓄電池放電深度之計算[4],[5]：

放電深度的計算，可以作為選擇蓄電池容量大小的依據。根據任務的設定壽命為一年，因此

蓄電池至少要有 5204 次以上的再充電能力，根據圖 5. 的鎳氫電池特性曲線我們可以發現，放電深度大約在 50% 以內可以達到需求。放電深度估算如下：

不受光時衛星負載最大需求：24.215 W

不受光時間：0.583 hr

電力損耗為：4.843 W (20%)

電池數：16

電池放電電壓：1.2V

電池容量：2.3 Amp-Hrs

電池最大放電功率：24.215+4.843=29.058 W

電池放電容量計算如下：

$$\frac{\sum [\text{子系統操作功率} \times \text{背光工作週期} + \text{子系統待機功率} \times (1 - \text{背光工作週期})]}{(\text{電池數目} \times \text{單顆放電電壓})} \\ = \frac{[(2.5 + 0.025 + 0.54 + 0.65 + 20.4 \times 0.256) + 0.54 \times (1 - 0.256)] \times 0.586}{16 \times 1.2} \\ = 0.285 \text{Ah} \quad (4)$$

電池放電深度=電池放電容量/電池容量

$$= 0.285 / 2.3 \times 100\% = 12.39\% \quad (5)$$

放電深度過高，容易產生熱的問題，低軌道運行的衛星於不受光期間裡，每繞地球一周，約需耗損蓄電池容量的 25 % 為最佳[4]，計算所得的放電深度為 12.39%，由於不是每週期都執行任務，對充電來說還有彈性空間可以作調整。

2. 太陽能電池的估算[4],[6]:

本論文中衛星為六角柱型，太陽能電池的裝配方式為表面貼覆式，因此需計算太陽能電池有效面積的大小，判斷太陽能電池是否足夠。在設計太陽能電池時要考慮壽命的問題，本論文中的微衛星任務設定為一年，因此在估算時要以一年後仍能產生足夠能量為考量往前推算。這裡設計時所考量的太陽能電池規格如下：

- 開路電壓: 2.545V
- 短路電流: 15.60 mA/cm²
- 尺寸大小: 21.677 cm²
- 轉換效率: 25.1 % (在 28 度 C 時)
- 砷鎵太陽能電池的溫度係數: 0.2%/C
- 太陽能板溫度變化範圍: -120~+115 度 C
- 耗損功率: 10% (一年後)

➤ 太陽光光照強度為 0.135 W/cm²

所以太陽能板單一 cell 可產生能量為

$$0.135 \times 21.677 \times 0.251 = 0.736 \text{ W/cm}^2$$

(1) 太陽能電池計算[6]:

一年後太陽能板需要產生的瓦數(EOL)為

$$(\text{子系統需求瓦數}) + [\text{電池充電需求瓦數}] \\ = 29.687 \text{W}$$

砷化鎵太陽能板的衰退情形計算[5]:

$$L_d = (1 - \text{degradation} / \text{year})^{\text{satellite life}} \quad (6)$$

L_d 為一段時間衰退後的效能

衛星壽命為一年，且太陽能板每一年的衰退率為 2.75%，所以

$$L_d = (1 - 2.75\%)^{12/12} = 97.25\%$$

End of life 的功率 P_{EOL} 和 Begin of life 的功率 P_{BOL} 之間的關係式為：

$$P_{EOL} = P_{BOL} \times L_d \quad (7)$$

P_{EOL} 為 29.687W，由一年後太陽能板必須產生的功率往前推得必須裝配產生的瓦數 P_{BOL} 為 29.687/0.9725 = 30.53 W

需要太陽能板有效個數為

$$BOL \div \text{單一 cell 功率} = 42 \text{ 個 cell}$$

太陽能板有效面積為

$$(\text{太陽能板個數} \times \text{單一 cell 大小}) \div \text{裝配常數} \\ = (42 \times 21.677 \times 10^{-4}) \div 0.8 \\ = 0.1138 \text{ m}^2 \quad (8)$$

在估計時已經考量到裝配時因為形狀等問題所產生的裝配損失，經過不同受光面積的計算分析後，如表3.所示，衛星本體為六角柱型，高 50cm，六角形邊長 20cm，太陽能電池效率 25.1%，將 13 個單元做一條串聯，頂部和側邊各面貼附 3 個串聯，可以並聯的條數為 24 條，每個串聯有約 33.1V 的開路電壓。

3. 電源系統設計與製作

3.1 電源系統功能概述

星上的電源系統是一個完全獨立，且有自主能力的系統，它由數片太陽光電池組成的太陽能板陣列，將太陽的輻射光轉換成電能，然後管理及分配這些電能，提供給星上各個需要電的子系統裝置，而且所產生的電能除了必須滿足各用

電裝置的需求之外，還必須利用能量儲存裝置，將部份的電能儲存起來，以提供衛星在背光面時的所需電源。萬一太陽光電池產生的電能無法滿足用電需求，則此時能量儲存的裝置要提供部分的不足電源。

若輸出的電源電流超過用電子系統的電流上限時，將會造成該子系統的運作不正常，或功能失去作用，此時電路的保護裝置就必須將此處輸出的電源斷路，然後發出警告訊號，傳送至星上電腦的控制判斷軟體做處理。控制判斷軟體必須含有判斷各個子系統用電電源的開啟或關閉時機的機制，且能夠收集電源系統的相關資料，如：太陽能光電池和蓄電池的電壓、電流值，以及溫度值等，將所讀取到的量測值儲存至記憶體，再經由通訊子系統傳送至地面，提供給地面站人員以了解衛星的健康狀況。

3.2 電源系統架構設計[7]

太陽能光伏電池陣列所產生的功率必須受到控制，可用來限制最大的輸出電壓，以調節蓄電池的充電和放電狀態，防止對蓄電池過度的充電，以及熱量的產生導致衛星內部溫度上升的問題，且可平衡衛星內部的電力。太陽能光伏電池陣列的控制主要可分做兩類：最大功率追蹤(PPT, Peak Power Tracker)，和直接電力傳輸(DET, Direct Energy Transfer)。最大功率追蹤是一種非功率耗散(nondissipative)的裝置，因為可以控制太陽能光伏電池的輸出電壓來改變輸出的功率，準確地得到衛星所需的功率；而直接電力傳輸是屬於功率耗散(dissipative)的裝置，因為它不是完全使用酬載來消耗電能，而是利用太陽能光伏電池陣列或外部的分流阻抗器(shunt resistors)來耗散多餘的電能，防止過多的能量輸出至酬載，分流調節器亦可以用來調整穩定輸出的電壓，達到系統所設定的需求。

因此，Microsat 微衛星電源系統經由比較與分析，避免損失的電能比例過大，決定採用 DET 型電能傳輸架構，完成的基本 DET 電源架構圖如圖 6.所示，做了部分的修改，因為根據一開始的設定，為了符合個子系統的用電需求，輸出電

壓有 3.3V、5V 和 12V 三種，所以將電壓調節的裝置移至最後輸出的部分。

圖 7.是電源系統的功能方塊圖，圖中實線代表電源的路線，虛線表示控制和監控訊號，電源系統的功能包括有：(a)對蓄電池充電器的控制，(b)太陽能陣列電流的監控，(c)蓄電池電壓、電流、溫度的監控，(d)電壓輸出的調節與監控，(e)內部電源管理與分配的控制。

與其它各個子系統詳細討論後，相互提出各系統的需求，進行評估與分析，完成決定電源系統的功能，接下來將進行完整的架構規劃，圖 8.為電源系統完整的架構圖，之後在做電路的設計製作時，將以此為重要的藍圖，逐步完成硬體的製作，最後再完成整合測試。

以下簡單的介紹所設計的電源系統：

- Solar Array：太陽能光伏電池(solar photo-voltage cell)陣列，主要的材料是砷化鎵的三接面(triple junction)型電池，屬能量產生裝置，13 片作一個串聯，輸出開路電壓：33.1V，頂部與側邊各 3 個串聯作一個並聯：輸出短路電流：1.015A[8]。
- Battery Charger：蓄電池充電器，充電方式採定電流充電，充電的架構為馳返型直流轉換(flyback converter)電路[9]，其中使用了一顆重要的充電控制 IC：ADP3811，可由星上電腦控制充電時的電流，正常充電電流：800mA，電池充飽時切為小電流 100mA 繼續充電，使電池維持在飽和的狀態，待太陽能電池無法產生電力時，由繼電器作輸出端的切換，改由電池輸出電力。
- Battery Pack：經由比較分析如表 4.[10][11]，決定使用 16 顆可重複充電的鎳氫蓄電池作串聯如圖 9，輸出標準電壓：19.2V，電池容量：2300mA-H，儲存太陽能電池在地球向光面時所產生的電能，然後在背光面時提供衛星所需的電能，為了對蓄電池充電時的狀態進行監控，所以放了一個溫度的感測裝置。
- Sensor：感測器。對衛星上的裝置進行工作狀態的監控，可用來感測：太陽光電池的輸出

電壓、電流；蓄電池的充電電壓、充電電流、放電電流、電池的溫度；穩壓裝置的輸出電壓、電流，將所感測的數值大小以類比電壓輸出，由星上電腦軟體做判斷和儲存。

- DC/DC Converter[12]：電壓調節轉換器。輸出端穩壓裝置為了符合輸出設計的需求：3.3V、5.0V、12V，轉換的效率越高越好，所以我們採用的是 National Semiconductor 公司的產品，型號：LM2596-3.3、LM2596-5.0、LM2596-12 三種，此系列的是屬於切換式直流降壓(Switch Step-Down Power Converter)，將所輸出的電壓穩定在一固定值，提供星上子系統所需之電壓範圍，使用切換式直流調節轉換，效率約 80%。
- Protection[13]：保護電路裝置。在幾個輸出端裝設電流感測裝置，對子系統的用電量進行監控，若發生電流過大的情形，將會造成電路的錯誤或損壞，因此在必要時由星上電腦發出訊號，切斷需關閉的子系統電源。內含的開關機制也可以利用來控制子系統的開關狀態。

3.3 整合製作[14]

為了使電源子系統更加完整，將所有電路分做兩大區塊：(1)整合有穩壓裝置、保護裝置、感測裝置和輸出入介面，如圖 10；(2)整合有充電器、感測裝置和輸出入介面，如圖 11。

4. 實驗結果與討論

本文中將針對硬體部分作整合性的測試，驗證穩壓裝置、保護裝置、感測裝置、蓄電池充電器和輸出入介面的功能性，比較是否符合設計的規格。

1. 穩壓裝置

在做實際的模擬量測過程中，以電源供應器模擬太陽能光伏電池與蓄電池當作電源，分別輸入 30V 模擬 13 片太陽能光伏電池串聯的最大功率點電壓與 19.2V 模擬 16 顆鎳氫蓄電池標準輸出電壓，各輸出電壓端使用 3V/0.6W、6V/3W、12V/3W 的小燈泡數顆當做負載，輸出結果都還不錯，電壓很穩定，皆達到預期的目標：3.3V、

5.0V、12V。但我們可以發現當輸出電流越小，相對的轉換效率就越低，反之則越高。

2. 電壓感測裝置

由電源供應器模擬電壓源，電表量測輸出電壓，測試的結果正常，誤差約 2%，有達到設計的目標。

3. 電流感測裝置

與電壓感測裝置一樣，輸出的類比電壓值與感測電流值做適當比例的轉換，其轉換的關係如表 5.所示。

4. 溫度感測裝置

以一準度較高的溫度計作對標準，然後調整可變電阻至符合目前溫度的電壓值，然後將溫度計與溫度感測裝置一起放置在不同溫度下，紀錄比較溫度感測裝置的輸出值與溫度計上目前的數值，誤差約 2%，精度很高，但若溫度變化太快，因溫度感測裝置的輸出值反應較慢，需一段時間穩定。

5. 保護裝置

模擬星上電腦發出的訊號，送出 0V 或 5V 的電壓，以電源供應器提供穩壓裝置 3.3V 和 5.0V 的電源，使用燈泡當做負載，星上電腦子系統將來也可依照此表的關係，對保護裝置進行控制。

6. 蓄電池充電器

當輸出控制電壓(V_{CTRL})為 0.9V 時，充電的電流應為 0.9A，而輸出控制電壓 0.2V 時的充電電流應為 0.2A，實際模擬測試以電源供應器提供電源，輸出電壓調整 28V，因為當輸入電壓大於 28V 時的充電電流大小才可達 0.9A，而且最重要的是，所設計的太陽能光伏電池陣列的輸出電壓約為 30V，實際上量測的結果為：當控制電壓為 0.905V 時的充電電流 0.97 為 A，而控制電壓為 0.198V 時的充電電流為 0.187A，若必須達到 0.9A 的充電電流時，控制電壓大小須為 0.847V，而 0.2 充電電流的控制電壓為 0.152V，由此關係圖我們可以依照我們所需的充電電流大小，然後去決定送出多大的充電控制電壓。

7. 為了符合設計的規則，另外也加上了兩個繼

電器，如圖 12.，作為太陽能電池與蓄電池間的切換動作，當衛星在地球向光面時由太陽能板供電給各子系統和蓄電池充電器，所以 Relay-1 是導通的，Relay-2 不導通，而運行至背光面時則切換為蓄電池供電，此時 Relay-1 是不導通，而 Relay-2 導通，此動作由星上電腦做切換時機的判斷，測試的結果正確，有達到電源連續不中斷的要求。

5. 結論

本論文的目的是建立起衛星電源系統基礎技術，模組化，是本論文最主要的宗旨，將衛星電源子系統做最完整的設計，在設計的過程中，電路的設計和零件的取得是最耗時也最麻煩的，不但要能夠達到供電的穩定，低雜訊的干擾，符合星上使用的零件規格也是一個很重要的因素，盡量選擇操作溫度範圍大： $-40^{\circ}\text{C} \sim +80^{\circ}\text{C}$ 、消耗功率低、重量與體積輕小，不但如此，在實際進行製作的過程中，有時電路會發生無法預測的狀況，就必須一步一步的將問題點排除。

最後完成的硬體部分，可由太陽能電池與蓄電池輸入電源，電壓範圍 $30\text{V} \sim 20\text{V}$ ，但對充電器的輸入至少須 28V ，才可對蓄電池以 1.0A 的電流充電；輸出的電壓有三種規格： 3.3V 、 5.0V 和 12V ；提供六面的太陽能電池陣列的輸入介面，可量測每一面流入的電流大小；蓄電池組的電壓最多可達 16 顆 1.2V 的鎳鎘或鎳氫蓄電池，也就是說蓄電池的輸出電壓最高 20V ；充電器的充電電流控制由外界輸入訊號，可做 0.9A 與 2.0A 充電，並且可量測充電時的電壓和電流；在穩壓輸出端有三個保護裝置，分別在 3.3V 輸出端一個， 5.0V 輸出端 2 個，其中的開關是由電腦系統發出訊號控制，並且會有一回授值，以確認目前的狀態。

6. 誌謝

本論文由國科會計畫 NSC92-2212-E032-011 經費支持，特此致謝。感謝洪祖昌教授和陳裕愷老師的耐心指導，提供學生相當多的寶貴經驗與技術，讓學生得以順利完成此篇論文。

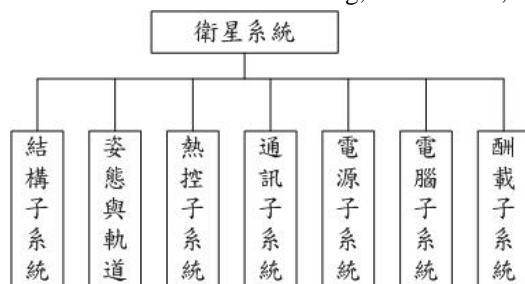


圖 1. 衛星本體架構

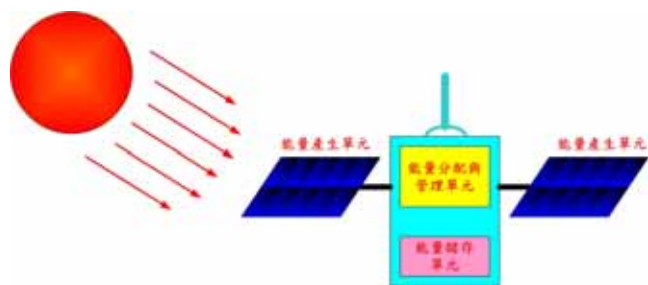


圖 2. 一般衛星電源系統架構

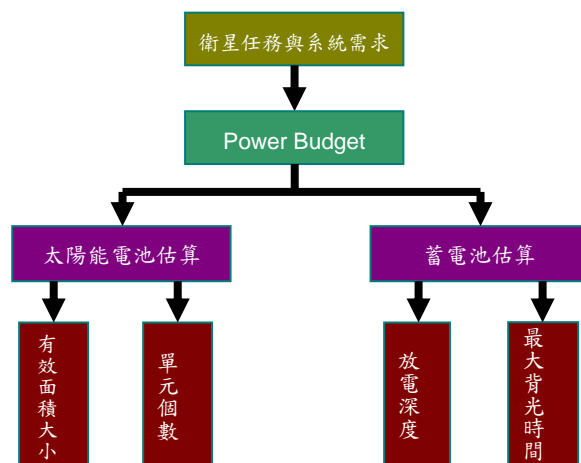


圖 3. 電源系統參數估算流程與項目

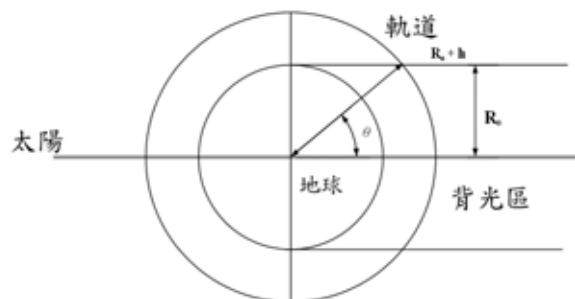


圖 4. 最大背光時間示意圖

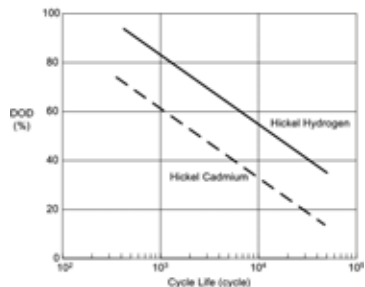


圖 5. 鎳氫蓄電池特性曲線

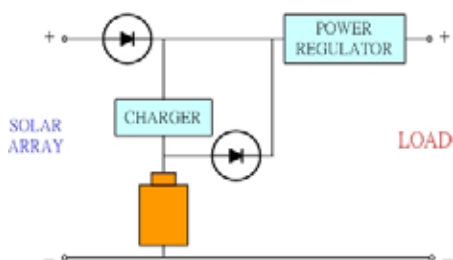


圖 6. DET 電力傳輸架構

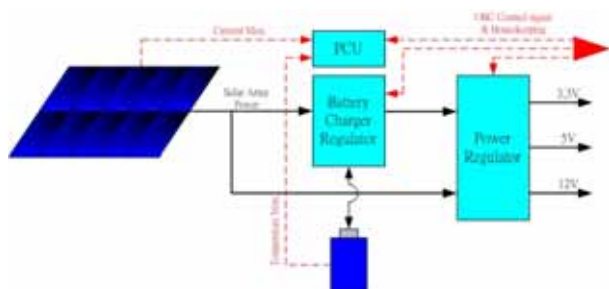


圖 7. 電源系統功能方塊圖

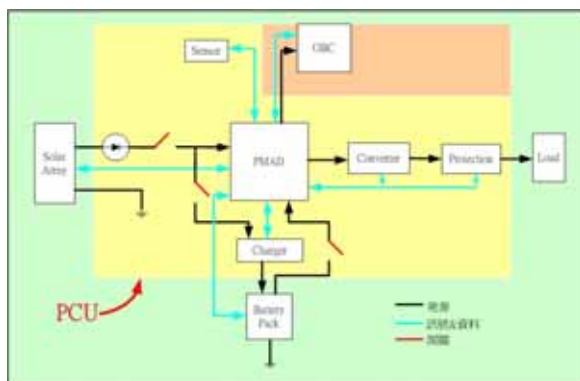


圖 8. 電源系統完整架構

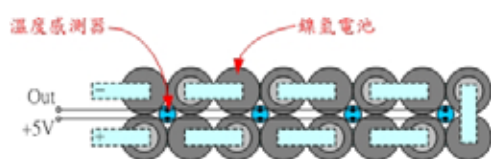


圖 9. 鎳氫蓄電池裝配圖

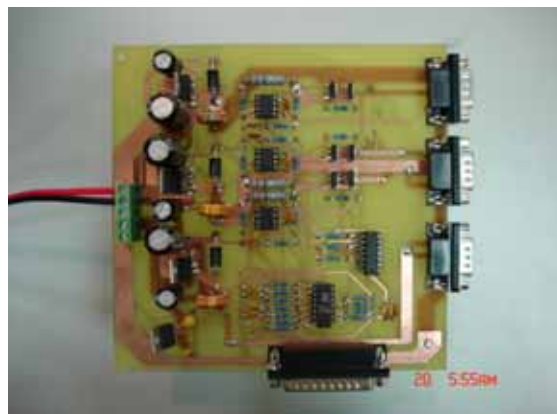


圖 10. 製作完成之穩壓器與 PMAD 電路板



圖 11. 完成充電器與太陽能板電流感測電路板

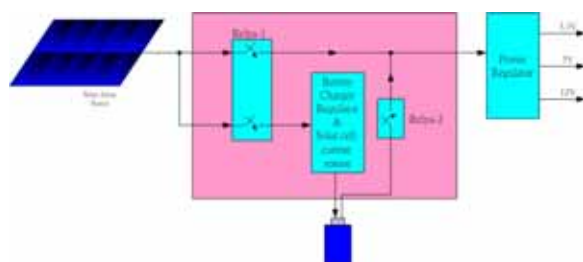


圖 12. 充電器與太陽能板電流感測電路方塊圖

表1. 軌道參數的分析表

任務與酬載	CCD 雲圖拍照、GPS 定位	
軌道類型	太陽同步圓軌道	
外形	六角柱	
軌道高度	600 公里	800 公里
軌道傾角	97.8 度	98.6 度
軌道週期	96.6 分鐘	100.9 分鐘
每天繞行地球圈數	14.9	14.3
入軌速度	7.554 km/s	7.452 km/s

表2. Power Budget

元件名稱		電壓 (V)	電流 (mA)	操作 (W)	工作 週期 (%)
星上電腦		5	500	2.5	100
姿態 控制	磁力計	5	5	0.025	100
	線圈	0	0	0	0
通訊	傳送機	12	1700	20.4	8.9
	接收機	12	45	0.54	100
GPS		5	130	0.65	100
CCD	影像 感測器	5	10	0.05	0.5
	週邊 元件	5	10	約 0.05	0.5
熱控系統		0	0	0	0
總 計			2580	24.215	

表3. 太陽能電池面積分析

Number of exposed side	Total Projected Surface Area (cm2)	Each Solar Cell Area (cm2)	Solar cell Area per side (cm2)	Total Available Solar cell Area (cm2)	Solar irradiation (W/cm2)	Power Output (W)	20% loss through array design (W)
1 side (Top)	1039.2305	21.677	845.403	845.4030	0.1358	28.8162	23.0530
2 side	1732.0508	21.677	845.403	1464.2809	0.1358	49.9112	39.9290
3 side	2000.0000	21.677	845.403	1690.8060	0.1358	57.6325	46.1060
4 side	1596.5746	21.677	845.403	1866.9824	0.1358	64.3193	51.4554
Average	1591.964	21.677	845.403	1471.8681	0.1358	50.1698	40.13584

表4. 充電電池優缺點比較

電池種類	優點	缺點
鎳鎘	廣泛的被使用在太空任務中。具有大電流快充的能力，高過充容忍度以及至少 1000 次以上的再充電次數。相對所需的價格也較低	有記憶效應以及單一單元電壓較低。
鎳氫	比鎳鎘多了 30% 到 40% 的容量，且無記憶效應，再充電次數比鎳鎘少。	再充電時溫度比鎳鎘高，需要比較複雜的充電電路來預防過充造成過熱等危險，再充電時間比鎳鎘長。
鉛酸	對於大電力系統是最經濟的方式。	太重。
鋰離子	高能量密度、重量輕、沒有記憶效應以及 500 到 1000 次的充電次數。	再充電迴路不易設計，容易過充以及過放電的危險。價格昂貴。

參考文獻

- [1] 李經傑，”微衛星 TTU SAT-1 酬載模擬試驗“，中央大學機械工程學系碩士論文，民國 89 年 6 月。
- [2] Hong, Z. C., Lin, C. H., Lin, H. J., “The Imagery Payload Design for Passive Magnetically Stabilized Micro-satellite,” AIAA Journal of Spacecraft and Rocket, Vol. 40, No. 3, pp396-404, 2003.
- [3] 呂立鑫，”微衛星熱控系統之分析與設計“，中央大學機械工程學系碩士論文，民國 84 年 6 月。
- [4] 謝其浩，”Nanosat 極微衛星電源系統規劃與分析“，中央大學機械工程學系碩士論文，民國 91 年 6 月。
- [5] Wiley J. Larson & James R. Wertz, ”Space mission analysis and design”, 1992.
- [6] Jer-Nan Juang, Jan 2001, “Space Power”.
- [7] A.K. Hyder, R.L. Wiley, G. Halpert, D.J. Flood, S. Sabripour, ”Spacecraft Power Technologies”, 2000.
- [8] 吳財福、張健軒、陳裕愷，”太陽能供電照明系統綜論“，全華圖書，民國 89 年 1 月。
- [9] 梁適安，”交換式電源供應器之理論與實務設計“，全華圖書，民國 83 年 8 月。
- [10] 孫清華，”可充電電池技術大全“，全華圖書，民國 90 年 6 月。
- [11] 李世興，”電池活用手冊“，全華圖書，民國 88 年 5 月。
- [12] 何中庸，”電源穩壓 IC 應用手冊“，全華圖書，民國 90 年 6 月。
- [13] 葉嘉靖/吳志興，”YamSat Electrical Power System“，NSPO 太空計畫實驗室，民國 91 年 3 月。
- [14] 蔡曹楊，”電子學實驗“，全華圖書，民國 89 年 6 月。